

(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

(11) N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 640 366

(21) N° d'enregistrement national : 81 04328

(51) Int Cl^s : F 41 G 7/28; F 42 B 15/01.

(12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

(22) Date de dépôt : 4 mars 1981.

(71) Demandeur(s) : Société dite : THOMSON-CSF. — FR.

(30) Priorité :

(72) Inventeur(s) : Pierre Chapelle, Thomson-CSF, S.C.P.I.

(43) Date de la mise à disposition du public de la
demande : BOPI « Brevets » n° 24 du 15 juin 1990.

(73) Titulaire(s) :

(60) Références à d'autres documents nationaux appa-
rentés :

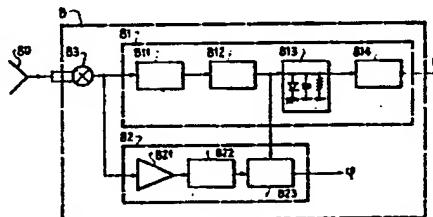
(74) Mandataire(s) :

(54) Système de guidage de missile par alignement et missile comportant un tel système.

(57) La présente invention concerne un système de guidage
de missile passif par alignement et un missile guidé par un tel
système.

Le système de guidage comprend un radar illuminateur
émettant deux signaux de fréquence fixe F_1 modulée en
fréquence et de fréquence variable F_2 , telles que $F_1 - F_2$ soit
une fonction périodique du temps avec une pulsation ω égale
à la vitesse de rotation du lobe de l'antenne d'émission. Deux
circuits de traitement 81 et 82 à bord du missile extraient
deux informations θ et φ , caractéristiques de la position de
l'axe radar-missile par rapport à l'axe de l'antenne d'émission
et contenues dans les signaux émis F_1 et F_2 .

La présente invention est applicable principalement aux
missiles de faible prix tels que les missiles antichars.



FR 2 640 366 - A1

Vente des fascicules à l'IMPRIMERIE NATIONALE, 27, rue de la Convention — 75732 PARIS CEDEX 15

SYSTEME DE GUIDAGE DE MISSILE PAR ALIGNEMENT
ET MISSILE COMPORTANT UN TEL SYSTEME

La présente invention concerne un système de guidage de missile par alignement et un missile guidé par un tel système.

Il existe différents types de missile (autodirecteurs, semi-actifs, passifs) et par conséquent de nombreux systèmes de guidage du missile vers la cible à détruire.

Dans le cas d'un missile passif, parmi les systèmes connus de guidage, le guidage par fil présente des inconvénients évidents s'il s'agit d'un missile supersonique, ne serait-ce que pour le déroulement du fil à grande vitesse.

De même, le guidage d'un missile passif par visée optique au laser peut présenter de grandes difficultés si la visibilité est rendue mauvaise par les conditions atmosphériques par exemple.

On peut également guider un missile en émettant une onde modulée selon un certain codage ou bien en amplitude, en fréquence ou en phase par un signal représentant l'information à transmettre. Un tel système de guidage présente un certain nombre d'inconvénients parmi lesquels une absence de sélectivité, un facteur de bruit élevé et une grande sensibilité aux brouilleurs. L'effet Doppler et les fortes accélérations viennent également perturber ce type de système.

Enfin, on connaît dans la demande de brevet française 77.08997 de la Demanderesse, un dispositif de télétransmission d'informations selon lequel des moyens émettent simultanément un premier signal électromagnétique F1 modulé en amplitude, en fréquence ou en phase par l'information à transmettre, et un second signal électromagnétique F2 ou signal de transposition pour le récepteur. Ces deux signaux reçus par le véhicule à guider sont mélangés et détectés par le récepteur embarqué.

Dans le cas présent, il s'agit de transmettre l'information indiquant la position du missile passif par rapport à l'axe de l'antenne d'émission du radar illuminateur. Cette information se

compose de deux données angulaires, l'une étant l'angle de dépoin-
 tage du missile par rapport à l'axe d'antenne, l'autre plus complexe
 étant définie dans le plan passant par le missile et perpendiculaire à
 l'axe d'antenne. Le problème posé est donc beaucoup plus difficile à
 5 résoudre, d'autant plus qu'il faut connaître en permanence, pendant
 le trajet du missile, la position de la cible visée. Le radar doit donc
 rester accroché sur la cible à atteindre pendant le vol du missile.

La présente invention permet de résoudre ce problème tout en
 10 ne présentant pas les inconvénients liés aux autres systèmes
 précédés.

Un autre objet de la présente invention est un système de
 15 guidage missile qui est pratiquement insensible à l'effet Doppler et
 aux accélérations et vibrations ainsi qu'au brouillage.

Un autre objet de la présente invention est la réalisation d'un
 20 système de guidage de missile dans lequel le récepteur embarqué à
 bord du missile présente, de par sa grande simplicité, un encom-
 brement réduit et une grande fiabilité, ainsi qu'un faible coût.

Selon l'invention, le système de guidage de missile comportant
 25 un radar illuminateur émettant deux signaux de fréquence fixe F_1 et
 de fréquence variable F_2 respectivement, est caractérisé en ce que
 la fréquence $F_3 = F_1 - F_2$ est une fonction périodique du temps, dont
 la pulsation est égale à la vitesse de rotation de l'antenne
 d'émission.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparai-
 30 tront à la lecture de la description détaillée faite ci-après avec
 référence aux figures ci-annexées qui représentent :

- FIGS. 1A et 1B, la définition des deux angles θ et φ dont la connaissance permet au missile de s'aligner sur l'axe de l'antenne d'émission ;
- FIG. 2, le schéma synoptique détaillé d'un mode de réalisation préférentiel du radar illuminateur selon l'invention ;
- FIG. 3, le schéma synoptique du récepteur équipant le missile ;
- FIG. 4, l'allure des courbes en différents points du récepteur

équipant le missile.

Les figures 1A et 1B représentent les deux angles θ et φ , informations transmises au missile afin de lui permettre de s'aligner sur l'axe de l'antenne d'émission.

5 Dans la figure 1A, le radar de poursuite R, qui peut être un radar d'impulsions ou à ondes continues par exemple, illumine à la fois la cible C et le missile M par l'intermédiaire d'une antenne à balayage 5. Soit un plan P perpendiculaire en O' à l'axe de l'antenne d'émission et passant par le missile M. Ce plan P coupe en F l'axe du faisceau issu du point O de l'antenne 5. L'angle θ de dépointage du missile par rapport à l'axe de l'antenne d'émission 5 est défini par $\theta = (OO', OM)$.

10 La figure 1B représente une vue en coupe de la figure 1A selon le plan P. Le cercle en pointillé de centre F, réunit l'ensemble des points où le niveau du signal reçu est inférieur de 3dB au niveau reçu en F, point de l'axe du faisceau. Le radar restant accroché sur la cible pendant le vol du missile, l'axe radar-cible est confondu avec l'axe de rotation de l'antenne d'émission. L'axe du faisceau a une vitesse de rotation ω par rapport à l'axe de l'antenne d'émission. Si 15 l'on prend comme axe de référence, dans le plan P, l'axe O'F au temps $t = 0$ le missile M est repéré par rapport audit axe O'F par son angle $\varphi = (O'M, O'F_{t=0})$.

20 La figure 2 représente le schéma synoptique détaillé d'un mode de réalisation du radar illuminateur.

25 Le radar représenté est un radar à onde continue et comprend deux oscillateurs 1 et 2 délivrant des signaux respectivement à la fréquence F_1 et F_2 . Pour des petites cibles nécessitant un faisceau étroit on choisit F_1 et F_2 dans la gamme des ondes millimétriques.

30 Les sorties des oscillateurs 1 et 2 sont appliquées aux entrées 131 et 132 respectivement d'un sommateur 13 dont la sortie alimente l'antenne 5 et le mélangeur 4 par l'intermédiaire d'un coupleur 14. L'oscillateur 1 est modulé en fréquence par le circuit 16, avec une excursion ΔF de part et d'autre de la fréquence F_1 , ΔF étant très inférieure à $F_1 - F_2$.

L'oscillateur 2 est commandé par la tension délivrée par la
 5 sortie 33 de la boucle 3. La première entrée 31 de la boucle 3 est
 alimentée par la sortie du mélangeur 4. A la seconde entrée 32 de la
 10 boucle 3 est appliqué un signal dont l'amplitude est proportionnelle à
 une fréquence variant périodiquement en fonction du temps avec
 15 une pulsation ω égale à la vitesse de rotation de l'antenne d'émission, ce signal représente la position de l'axe du faisceau animé d'un
 mouvement de rotation de vitesse ω . Dans le mode de réalisation
 20 de la figure 2, le mouvement de l'axe du faisceau est commandé par
 un moteur 19.

La boucle 3 comprend un amplificateur-limiteur 7 à la fré-
 quence intermédiaire ($F_1 - F_2$), dont l'entrée est raccordée à la
 15 sortie 31 du mélangeur 4. La sortie de l'amplificateur 7 est
 appliquée à l'entrée d'un discriminateur de fréquence 12. La tension
 20 de sortie du discriminateur 12, proportionnelle à la fréquence ($F_1 - F_2$), est soustraite dans un circuit 11 au signal appliqué sur l'entrée
 25 32 de la boucle 3. La sortie du circuit 11 est raccordée à l'entrée
 30 d'un circuit 10 représentant la fonction de transfert $G(p)$ de l'asser-
 vissement en fréquence de l'oscillateur 2, qui est tel que $F_1 - F_2$ est
 une fonction périodique du temps dont la pulsation est égale à ω .

Selon un mode de réalisation préférentiel, mais non limitatif,
 la partie réception cible 9 du radar illuminateur comprend un
 mélangeur 91 dont une première entrée est alimentée par le signal
 renvoyé par la cible et reçu par l'antenne réception 18 et à la
 25 deuxième entrée duquel est appliqué un signal de fréquence F_1
 modulée en fréquence, prélevé à l'aide du coupleur 15 à la sortie de
 l'oscillateur 1. La sortie du mélangeur 91 est appliquée à l'entrée
 30 d'un pré-amplificateur 92 qui est lui-même suivi d'un filtre passe-bas
 $F_3 = F_1 - F_2$. La sortie du filtre 93 est raccordée à un circuit de
 contrôle automatique du gain 94 donnant au signal en sortie du filtre
 35 93 le niveau constant nécessaire à l'analyseur de spectre 95 auquel
 est associé un circuit 96 mesurant la distance de la cible par rapport
 au radar illuminateur et la puissance de l'écho reçu. La synchroni-

sation du circuit de modulation 16, de l'analyseur de spectre 95 et du circuit de mesure 96 est assurée par l'horloge 17.

Le radar illuminateur décrit ci-dessus est un radar de poursuite du type à onde continue modulée en fréquence mais peut également être du type à impulsion, par exemple. Toutefois, la réalisation d'un système conforme à l'invention et équipé d'un tel radar présenterait une plus grande difficulté.

Le radar illuminateur de poursuite reste accroché sur la cible pendant toute la durée du vol du missile. Il émet deux fréquences : la fréquence F_1 modulée en fréquence avec une excursion de $\pm \Delta F$ et la fréquence F_2 qui est telle que $F_1 - F_2 = f(t)$ de période $2\pi/\omega$.

Dès que le missile pénètre dans le faisceau de l'antenne d'émission 5 le radar illumine en permanence à la fois la cible et le missile. Celui-ci reçoit donc également les deux fréquences F_1 et F_2 par l'intermédiaire de son antenne 80. La partie réception 8 du missile est représentée sur la figure 3. A la sortie de l'antenne 80 est raccordé un mélangeur 83 dont la sortie, à la fréquence intermédiaire $F_1 - F_2$, est appliquée d'une part à l'entrée des moyens de traitement 81 et d'autre part à l'entrée des moyens de traitement 82. Les moyens 81 extraient du signal reçu $F_1 - F_2$ l'information θ telle que définie dans la figure 1A et qui correspond à l'angle de dépointage du missile par rapport à l'axe de l'antenne d'émission du radar illuminateur, cet axe étant confondu avec l'axe radar-cible lorsque le radar est accroché sur la cible. En effet, à un dépointage θ du missile correspond une modulation d'amplitude du signal reçu par celui-ci. Les moyens 82 extraient du signal reçu l'information φ telle que définie dans la figure 1B.

Les moyens de traitement 81 comprennent, connectés en série un circuit démodulateur d'amplitude 811, un filtre passe-bande 812 centré sur la fréquence $\omega/2\pi$, un circuit de détection d'enveloppe 813 suivi par un circuit 814 à la sortie duquel on dispose de l'information θ . En effet, le circuit démodulateur 811 est alimenté par le signal de sortie du mélangeur 83 dont la fréquence est $F_1 - F_2$. Ce signal présentant une modulation d'amplitude à deux enve-

5 loppes positive et négative de période $2\pi/\omega$ comme illustré par la figure 4A. Chaque enveloppe présente une variation maximum de l'amplitude égale à $g(\theta)$, fonction croissante et approximativement linéaire de θ . Le signal de sortie du circuit démodulateur 811 est l'enveloppe positive $f(\theta, t)$ du signal issu du mélangeur 83. Il est donc périodique de période $2\pi/\omega$ et présente à l'origine un déphasage φ . Cette courbe est illustrée en figure 4B. Le filtre passe-bande 812 centré sur la fréquence $\omega/2\pi$ extrait de l'enveloppe de la figure 4B la composante fondamentale de la forme $g(\theta) \cos(\omega t - \varphi)$ telle qu'illustrée en figure 4C.

10 15 L'amplitude $g(\theta)$ est détectée dans le circuit 813 constitué par exemple d'une diode, d'une résistance et d'une capacité en parallèle. Ce circuit 813 est suivi d'un circuit 814 correspondant à la fonction g^{-1} , inverse de la fonction g . L'information θ est disponible en sortie du circuit 814.

20 25 30 Les moyens 82 comprennent, connectés en série, un amplificateur-limiteur 821 à la fréquence intermédiaire $F_1 - F_2$, suivi d'un discriminateur de fréquence 822. Ce discriminateur 822 délivre en sortie une tension proportionnelle à $F_1 - F_2$ donc à une fréquence, fonction périodique du temps avec la pulsation ω . Cette tension est appliquée à l'une des entrées d'un comparateur de phase 823, l'autre entrée étant alimentée par le signal $g(\theta) \cos(\omega t - \varphi)$ issu du filtre 812 des moyens 81. Ces deux signaux sont périodiques de même fréquence $\omega/2\pi$ mais déphasés de φ . Le déphasage φ est donc disponible en sortie du circuit comparateur 823 et constitue la deuxième information nécessaire à l'alignement du missile sur l'axe de l'antenne d'émission 5. La référence verticale est fournie au missile par un dispositif, tel qu'un gyroscope, placé à son bord. Les mécanismes équipant le missile et effectuant les corrections de trajectoire à l'aide des deux données obtenues θ et φ ne font pas l'objet de l'invention et ne seront pas décrits ici.

Les fréquences F_1 et F_2 reçues en un même point du missile subissent un décalage presque identique dû à l'effet Doppler, le missile étant en mouvement par rapport au radar. Par conséquent, le

système de guidage selon l'invention est insensible à l'effet Doppler.

Le récepteur à bord du missile ne comporte pas d'oscillateur local, ceci est particulièrement intéressant dans le cas de missiles supersoniques, où les accélérations sont très importantes.

5 De plus l'électronique embarquée à bord du missile est extrêmement simple.

Ce système est donc particulièrement bien adapté aux missiles de faible prix tels que les missiles anti-chars.

REVENDICATIONS

1. Système de guidage de missile par alignement comportant un radar illuminateur émettant deux signaux de fréquence fixe (F_1) et de fréquence variable (F_2) respectivement, caractérisé en ce que la fréquence $F_3 = F_1 - F_2$ est une fonction périodique du temps, dont 5 la pulsation est égale à la vitesse de rotation de l'antenne d'émission.

2. Système de guidage par alignement selon la revendication 1, caractérisé en ce que le missile reçoit, par l'intermédiaire de son 10 antenne (80), les signaux de fréquence (F_1 et F_2) émis par le radar illuminateur et comprend raccordé à l'antenne (80) un circuit mélangeur (83) délivrant un signal de fréquence $F_3 = F_1 - F_2$ qui est appliqué d'une part à l'entrée d'un premier circuit (81) extrayant une 15 première information θ qui représente l'angle de dépointage de l'axe antenne d'émission-missile par rapport à l'axe d'antenne et d'autre part à l'entrée d'un deuxième circuit (82) extrayant une deuxième information φ qui est définie, dans le plan (P) passant par le missile (M) et perpendiculaire en O' à l'axe de l'antenne d'émission (5), comme l'angle entre O'M et l'axe O'F, celui-ci étant pris à l'instant $t = 0$ comme axe de référence et F étant l'intersection de 20 l'axe du faisceau de l'antenne d'émission (5) avec le plan (P).

3. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 2, caractérisé en ce que le premier circuit de traitement (81) comprennent en série un circuit démodulateur d'amplitude (811) dont la sortie délivre l'enveloppe supérieure $f(\theta, t)$, de 25 période $2\pi/\omega$, du signal délivré par le mélangeur (83), un filtre passe-bande (812) centré sur la fréquence $\omega/2\pi$, et ne laissant passer que la composante fondamentale $g(\theta) \cos(\omega t - \varphi)$, un circuit de détection d'enveloppe (813) délivrant le signal $g(\theta)$ et un circuit (814) qui correspond à la fonction g^{-1} , réciproque de g , et dont la 30 sortie fournit au missile son angle de dépointage θ .

4. Système de guidage par alignement selon la revendication 3, caractérisé en ce que les moyens de traitement (82) comprennent en

série un amplificateur-limiteur (821) à fréquence intermédiaire $F_3 = F_1 - F_2$, un discriminateur de fréquence (822) suivi d'un comparateur de phase (823), à l'entrée duquel est également appliqué un signal prélevé en sortie du filtre (812) du premier circuit (81) et dont la sortie délivre la deuxième information (9).

5. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'antenne d'émission (5) illumine à la fois le missile et la cible à atteindre, et reste accroché sur la cible pendant le vol du missile.

10. 6. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 5, caractérisé en ce que le radar illuminateur est du type à onde continue, dans lequel le signal de fréquence fixe F_1 , généré par l'oscillateur (1), est modulé en fréquence par un circuit (16) avec une excursion $\pm \Delta F$, et F_2 est la fréquence de transposition.

15. 7. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 6, caractérisé en ce que l'excursion de fréquence ΔF est très inférieur à $F_3 = F_1 - F_2$.

20. 8. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 7, caractérisé en ce que le signal de fréquence variable F_2 est généré par un oscillateur (2) commandé par une tension asservie délivrée par la boucle (3) et telle que $F_1 - F_2$ a pour période $2\pi/\omega$, ω étant la vitesse de rotation de l'antenne d'émission (5).

25. 9. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 8, caractérisé en ce que la boucle d'asservissement (3) est alimentée d'une part par la sortie (31) d'un circuit (4) mélangeant les deux signaux de fréquence F_1 et F_2 délivrés par les oscillateurs (1 et 2) respectivement et d'autre part par la sortie (32) d'un circuit (6) délivrant un signal dont l'amplitude est proportionnelle à une fréquence variant périodiquement avec le temps avec une pulsation égale à la vitesse de rotation ω du faisceau de l'antenne d'émission (5), la sortie (33) de la boucle (3) fournissant la tension de commande de l'oscillateur (2).

10. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 9, caractérisé en ce que la boucle (3) comprend, raccordé à la sortie (31) du circuit mélangeur (4), un amplificateur-limiteur (7) à fréquence intermédiaire ($F_3 = F_1 - F_2$) suivi par un discriminateur de fréquence (12) puis par un circuit (11) dans lequel la tension de sortie du discriminateur (12) est soustraite à la tension disponible en (32), sortie du circuit (6), et dont la sortie est appliquée à l'entrée du circuit (10) représentant la fonction de transfert de l'asservissement de fréquence de l'oscillateur (2) auquel est raccordée la sortie du circuit (10).

11. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 10, caractérisé en ce que la partie réception du radar illuminateur comprend connectés en série un circuit (91) mélangeant le signal renvoyé par la cible et reçu par l'antenne (18) et le signal de fréquence F_1 prélevé par le coupleur (15) en sortie de l'oscillateur (1), un préamplificateur (92), un filtre passe-bas (93), un circuit de contrôle automatique de gain CAG (94), un analyseur de spectre (95) et un circuit (96) de mesure de la distance de la cible par rapport au radar illuminateur et de la puissance de l'écho reçu.

12. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 11, caractérisé en ce que la fréquence limite supérieure est inférieure à $F_3 = F_1 - F_2$.

13. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 12, caractérisé en ce que le circuit de modulation (16), l'analyseur de spectre (95) et le circuit de mesure (96) sont synchronisés par une horloge (17).

14. Système de guidage par alignement selon la revendication 1, caractérisé en ce que les fréquences F_1 et F_2 correspondent à des ondes millimétriques.

15. Système de guidage de missile par alignement selon la revendication 1, caractérisé en ce que $F_3 = F_1 - F_2$ est une fonction périodique du temps de la forme $F_0 + \alpha \cos \omega t$.

16. Missile guidé par un système selon l'une quelconque des revendications 1 à 15, caractérisé en ce qu'il comprend l'antenne de

réception (80), le mélangeur (83) et les circuits de traitement (81 et 82).

17. Missile selon la revendication 16, caractérisé en ce qu'il comprend également un dispositif gyroscopique lui fournissant la référence verticale nécessaire à son alignement sur l'axe de l'antenne d'émission (5) en utilisant les deux informations θ et φ fournies par les circuits (81 et 82) respectivement.

FIG-1-A

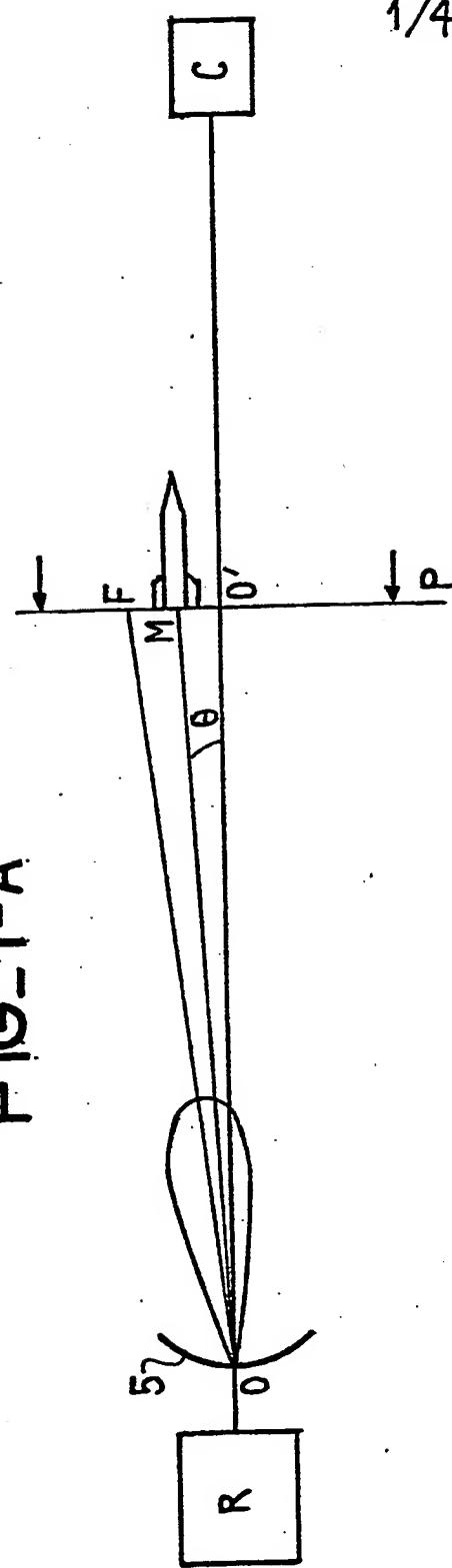
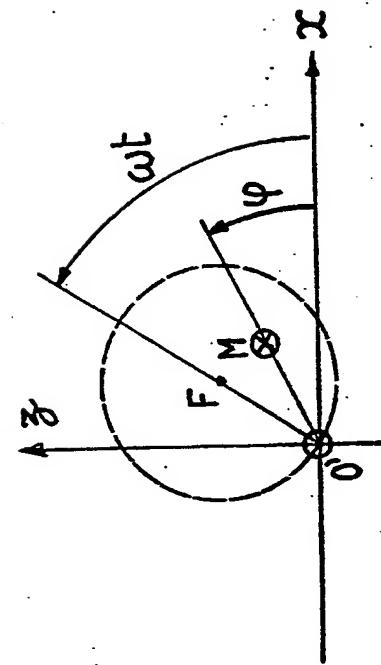
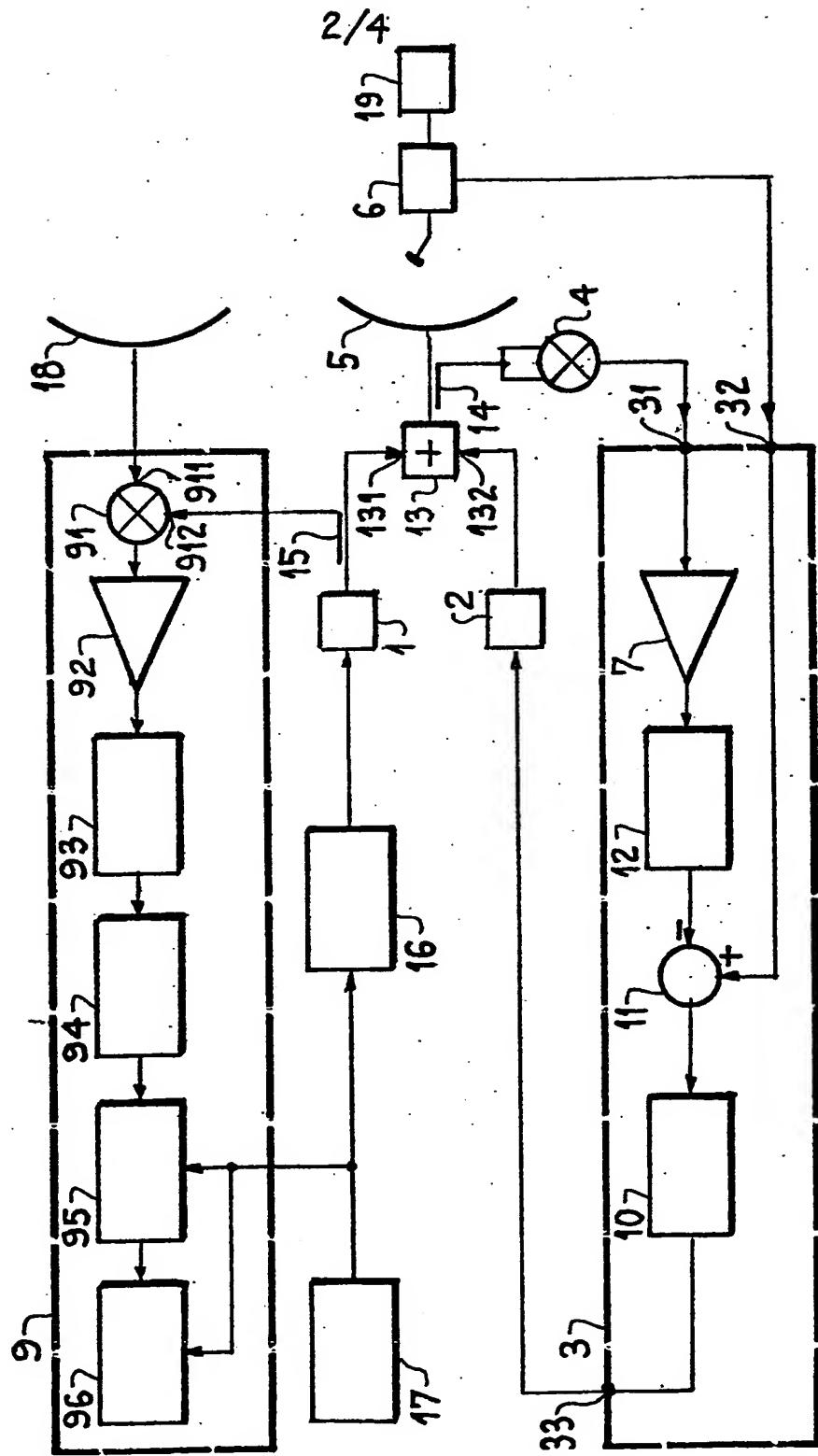


FIG-1-B



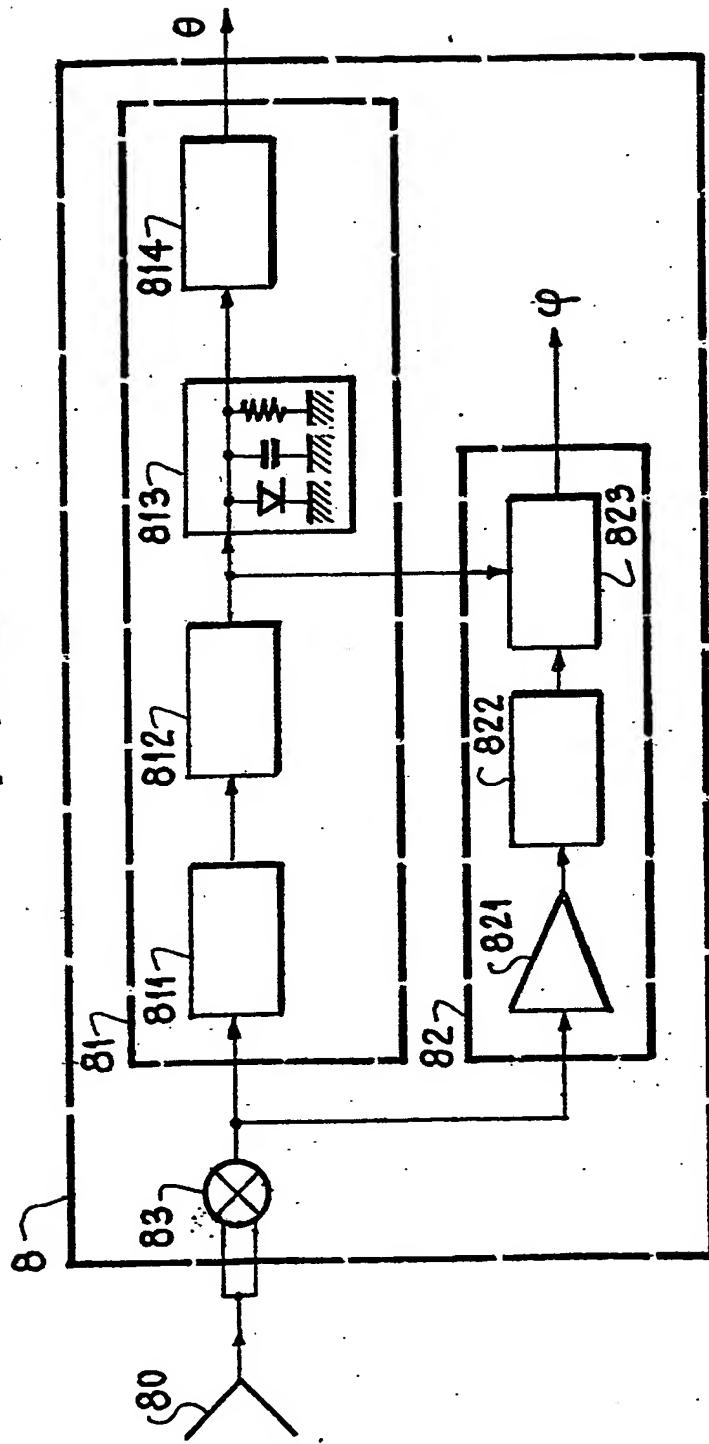
四
一

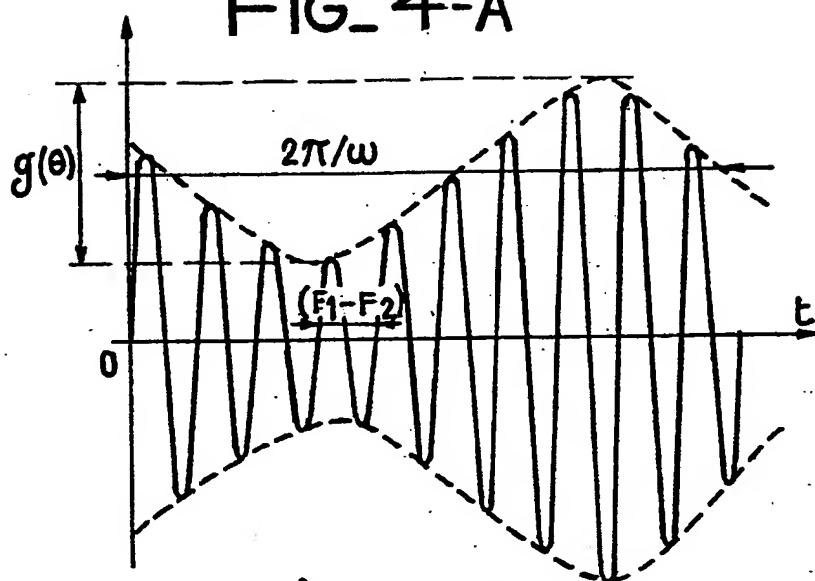
2640366



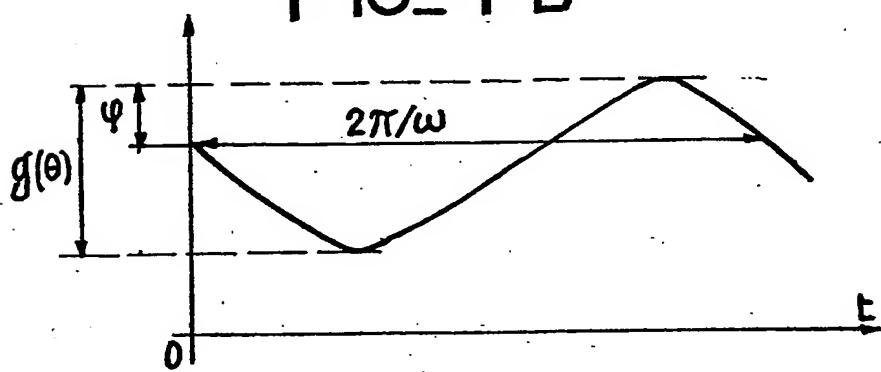
卷之二

3/4



4/4
FIG_4-A

FIG_4-B



FIG_4-C

